

УДК 629.78

# ОПРЕДЕЛЕНИЕ ПОЛОЖЕНИЙ РАВНОВЕСИЯ ОТНОСИТЕЛЬНОГО ДВИЖЕНИЯ НАНОСПУТНИКА ФОРМАТА CUBESAT НА КРУГОВОЙ ОРБИТЕ

Кудряшов И. А., Барина Е. В.

Самарский национальный исследовательский университет  
имени академика С. П. Королёва, г. Самара

Знание положений относительного равновесия наноспутника необходимо для определения характера относительного движения, размещения специального оборудования внутри CubeSat.

Задачей данной работы является определение положений равновесия при плоском движении наноспутника относительно центра масс при полете по круговой орбите на различных высотах.

В работе представлена математическая модель относительного движения наноспутника типа CubeSat под действием аэродинамического момента для данной модели наноспутника и момента, который возникает из-за силы гравитации. В данной математической модели не учитываются влияние солнечного ветра, изменение орбиты с течением времени. Также мы пренебрегаем потерями на трение и торможением в атмосфере.

В случае плоского углового движения наноспутника, углы собственного вращения и прецессии равны нулю. Определение положений равновесия в этом случае осуществляется при помощи уравнения, которое получено из динамических уравнений Эйлера:

$$3 \cdot \omega^2 \cdot (A - C) \cdot \cos(\alpha) \cdot \sin(\alpha) = q \cdot S_x \cdot c_0 \cdot (|\cos(\alpha)| + k \cdot |\sin(\alpha)|) \times \\ \times l \cdot (\Delta x \cdot \sin(\alpha) - \Delta z \cdot \cos(\alpha)),$$

где  $\alpha$  – угол атаки – угол между направлением скорости набегающего на тело потока газа и характерным продольным направлением, выбранным на теле (осью);  $A, C$  – моменты инерции наноспутника относительно осей  $Ox, Oz$  соответственно;  $\omega$  – угловая скорость вращения наноспутника относительно Земли,  $q$  – скоростной напор, действующий на наноспутник;  $c_0$  – коэффициент, который может принимать значения

из промежутка от 2 до 3;  $S_x$  – характерная площадь наноспутника;  $k$  – число модулей наноспутника;  $l$  – длина наноспутника;  $\Delta x, \Delta z$  – смещения центра масс вдоль осей  $Ox, Oz$  относительно геометрического центра наноспутника.

В работе получена функция для определения положения равновесия по углу атаки, который зависит от вышеперечисленных коэффициентов:

$$\alpha = F(A, C, q, S_x, \Delta z, \Delta x, k, l, c_0, \omega).$$

Количество положений равновесия наноспутника может изменяться из-за высоты полета, формы, распределения массы.

## Библиографический список

1. Сарычев, В. А. Динамика спутника под действием гравитационного и аэродинамического моментов. Исследование положений равновесия [Текст]/

- В. А. Сарычев, С. А. Гутник // Препринты ИПМ им. М. В. Келдыша. -2014. –№ 39. – 38 с.
2. Сарычев, В. А. Исследование устойчивости положений равновесия спутника под действием гравитационного и аэродинамического моментов. Общий случай [Текст]/ В.А. Сарычев, С.А. Гутник // Препринты ИПМ им. М.В. Келдыша. -2015. – № 33. – 25 с.
3. Белецкий, В.В. Движение искусственного спутника относительно центра масс [Текст]/Владимир Белецкий. – М.: Наука, 1965. – 416с.